

亚声 S 型进气道模型吹风试验特性的研究^{*}

袁 宁, 刘振德, 于守志

(航天科工集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 采用半经验的方法, 对某 S 型进气道的模型试验数据进行了回归, 建立了弹用涡喷 (扇) 发动机常用 S 型高亚声速进气道总压恢复系数与飞行马赫数 Ma , 流量系数 φ , 攻角 α 和侧滑角 β 的相关函数关系。该半经验公式可用于发动机稳态和启动加速过程一元数值仿真模型, 从而提高一元发动机性能数值仿真计算的准确性。

关键词: 导弹推进; 亚声速进气道; 进气道试验; 数据分析; 回归分析

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055(2002)01-0024-04

Performance investigation by wind tunnel for S-shaped subsonic inlet

YUAN Ning, LIU Zhende, YU Shou zhi

(The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: Relevance functions between total pressure recover coefficient and Mach number Ma , flow coefficient φ , attack angle α and slip angle β for S-shaped inlet of turbine and turbofan engine used by missile in the condition of subsonic was presented. This semi-experience formula may be used to simulate steady condition and start-up and acceleration work process. The accuracy of simulating 1D engine performance can be improved by using this formula.

Key words: Missile propulsion; Subsonic inlet; Inlet test; Data analysis; Regression analysis

1 引 言

导弹用涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机常采用 S 型高亚声进气道与导弹组成一体。与飞机发动机进气道不同, 弹用 S 型进气道的长度短, 拐弯急, 进口后置于弹身腹部^[1]。随着导弹姿态和速度的变化, 进气道的流动状态也发生变化。因此进气道的内流特性 (总压恢复系数 σ 和畸变系数 $DC90$) 直接影响发动机的性能。大量的风洞吹风试验表明进气道的内流特性通常是飞行马赫数 Ma , 流量系数 φ , 攻角 α 和侧滑角 β 的函数, 即 $\sigma = \sigma(Ma, \varphi, \alpha, \beta)$ 和 $DC90 =$

$DC(Ma, \varphi, \alpha, \beta)$ 。进气道的特性通常由模型吹风试验得到, 在雷诺数 Re 达到自模化的前提下, 模拟飞行马赫数 Ma 、流量系数 φ 、攻角 α 和侧滑角 β 来得到进气道的节流特性曲线。

在进行发动机特性数值仿真时, 进气道的模型模拟试验所得到的性能数据要进入仿真计算的叠代过程中。由于进气道特性有 4 个自变量, 4 维插值带来较大的计算误差, 并且单点测试数值的误差得不到校正。为了数值计算的方便和准确, 本文给出了利用模型模拟吹风试验数据回归 S 型高亚声进气道半经验公式的方法。

本文用半经验的方法, 针对某 S 型进气道 HF-

^{*} 收稿日期: 2001-04-18, 2001 年弹用吸气式发动机技术交流会推荐; 修订日期: 2001-06-28。

作者简介: 袁 宁 (1972—), 男, 博士, 研究领域为航空发动机及计算流体力学。

WM2-6B 的模型试验数据^[2,3]进行了回归,得到了很好的结果。在该方法中包含了一定的物理意义,适用于其他 S 型进气道。

2 S 型进气道节流特性半经验物理回归

2.1 回归公式的确定与分析

机弹一体化设计的进气道,其流动的总损失可以分为两部分,一部分是经弹体干扰的来流进入进气道前的损失;另一部分是从进气道进口到发动机进口的内流损失。大量的风洞吹风试验证明,当攻角为零或正攻角的情况下,对于各种侧滑角,进气道进口气流所受干扰损失很小,主要损失来源于进气道本身的内流损失,而内流损失又主要取决于进气道进口的平均马赫数,因此当攻角 α 和侧滑角 β 一定时,进气道总压恢复系数 σ 即可用下面半经验关系式表达

$$\sigma = 1 - A [\varphi_q(Ma)]^b \tag{1}$$

当攻角 α 为负值时,随着 $|\alpha|$ 的增大,外流所致的总压损失逐渐转变为总损失的主要部分,这部分损失应为欧拉准则 $1/KMa^2$ 来决定,因此总损失应为内流损失和外流损失的叠加,总压损失系数可表示为

$$\sigma = 1 - B \varphi \cdot Ma^d \tag{2}$$

与公式(1)对比可发现当主要是外流损失时, c 值很小,当主要是内流损失时, c 与 d 接近。

2.2 回归结果

对于图 1 所示的 S 型进气道,用以上分析方法对表 1 所列 70 组进气道喉道临界前的节流特性进行了半经验公式回归。

(1) 当 α 为正攻角时,为了便于回归,首先将公式(1)变换为

$$\ln(1 - \sigma) = a + b \ln(\varphi \cdot q(Ma)) \tag{3}$$

从公式(3)可以非常方便地利用最小二乘法进行线性回归^[4]。

通过对各个攻角情况下回归系数的对比分析,发现回归系数 a, b 可以关联成攻角 α 的二次函数。再次对回归系数 a, b 采用最小二乘法^[5]进行了回归。最终得到回归公式

$$\sigma = 1 - e^{a[\varphi \cdot q(Ma)]^b} \tag{4}$$

$\alpha \geq 0, \beta = 0^\circ \sim 10^\circ$

$$a = -2.52 + 0.0033\alpha - 0.00247\alpha^2$$

$$b = 2.226 + 0.0359\alpha - 0.00345\alpha^2$$

回归的均方差为 0.0019。图 2~ 5 为回归公式曲线

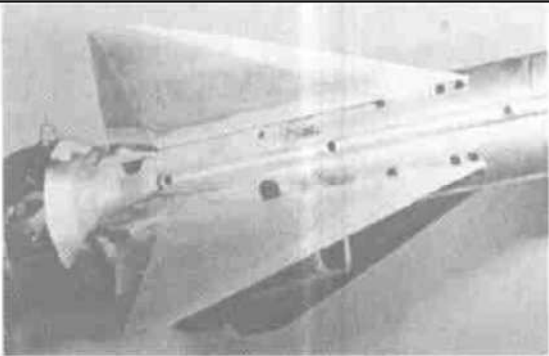


Fig. 1 Model of S-shaped inlet in wind tunnel

Table 1 Experimental scheme of wind tunnel with inlet

$\alpha(^{\circ})$	$\beta(^{\circ})$	Ma
0 ±6 ±8 ±10	0	0.60, 0.80, 0.85, 0.90
0 ±6 ±8	6	0.8, 0.85, 0.90
0 ±6 ±8	8	0.8, 0.85, 0.90
0 - 6 - 8	10	0.75, 0.80, 0.85, 0.90

与风洞吹风试验数据的对比,从中可以看出本文的回归公式不仅可以很好地描述进气道总压恢复系数 σ 的变化趋势,而且可以有效地避免试验中偶然因素对实验结果的影响。

(2) 当 α 为负攻角时,首先将公式(2)变换为

$$\ln(1 - \sigma) = -b + c \ln \varphi + d \ln Ma \tag{6}$$

这样可以利用最小二乘法对公式(6)进行二元线性回归。可以得到下面的回归公式:

$$\sigma = 1 - e^{-b \cdot \varphi \cdot Ma^d}, -6^\circ \geq \alpha \geq -10^\circ;$$

$$\beta = 0^\circ \sim 10^\circ \tag{7}$$

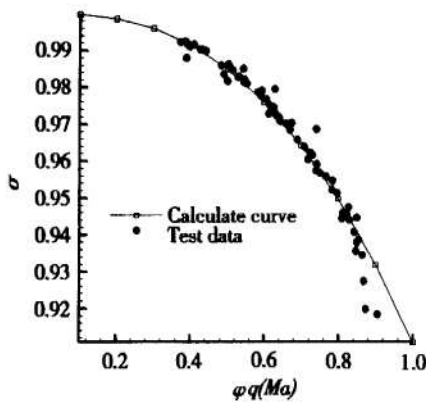


Fig. 2 Distribute of total pressure recover coefficient along $\phi q(Ma)$ in condition of 0° attack angle

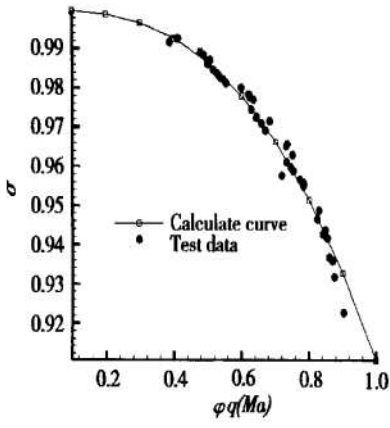


Fig. 4 Distribute of total pressure recover coefficient along $\phi q(Ma)$ in condition of 8° attack angle

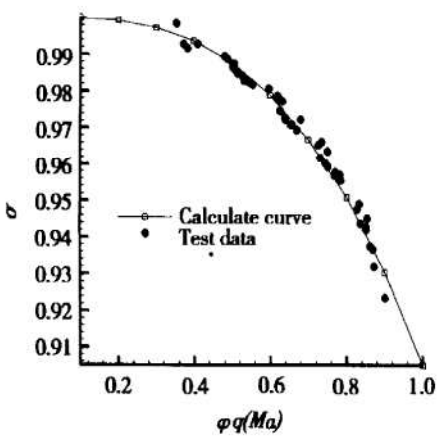


Fig. 3 Distribute of total pressure recover coefficient along $\phi q(Ma)$ in condition of 6° attack angle

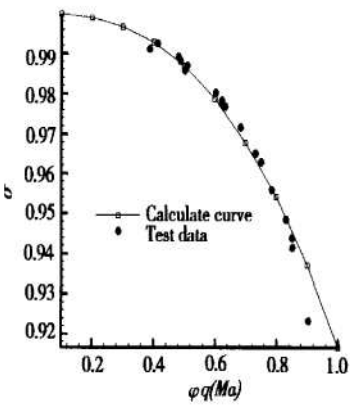


Fig. 5 Distribute of total pressure recover coefficient along $\phi q(Ma)$ in condition of 10° attack angle

Table 2 Exponent(b, c, d) in condi-

tion of negative attack angle and $\sqrt{\sum_{i=1}^n \Delta x_i^2 / n}$

$\alpha / (^\circ)$	$\beta / (^\circ)$	b	c	d	$\sqrt{\sum_{i=1}^n \Delta x_i^2 / n}$
- 6	0	1. 89	0. 46	2. 74	0. 010
- 6	6	2. 34	0. 066	2. 68	0. 012
- 6	8	2. 37	0. 59	2. 95	0. 011
- 6	10	2. 07	2. 09	1. 89	0. 004 5
- 8	0	2. 21	- 0. 033	2. 72	0. 005 7
- 8	6	2. 22	0. 086	1. 67	0. 009 4
- 8	8	2. 34	0. 27	2. 22	0. 009 4
- 8	10	2. 10	1. 25	2. 40	0. 008 5
- 10	0	2. 21	- 0. 003	2. 01	0. 005 4

3 讨 论

3.1 $\alpha \geq 0$ 状态

正如回归分析一节所述,当 α, β 一定时,在攻角 $\alpha \geq 0$ 的状态,总压恢复系数 σ 是 $\phi q(Ma)$ 的单值函数。当攻角 α 从零增加时,起初由于附面层干扰减轻,损失减小, σ 增大。而后 σ 随 α 的增加而减小。同时在攻角 $\alpha \geq 0$ 的状态下,侧滑角 β 对总压恢复系数 σ 的影响很小。通过公式(4)对攻角 α 求导不难推出攻角的最佳值 α_b 为:

$$\alpha_b = \frac{0.003 + 0.0359 \ln(\phi q(Ma))}{0.00494 + 0.0069 \ln(\phi q(Ma))} \quad (8)$$

公式(8)计算表明:各种工作状态,最佳攻角 α_b 为 3° 左右,当攻角增大时弹身附面层对进气的干扰减小,但带来进气的转弯损失。攻角小时前者影响较大,攻角大时后者影响较大,从而产生极值状态。

(下转第 32 页)

大,对底部的压缩能力增强,使得底部的压力增大,导致塞锥和底部产生的推力随倾角的增加而增加,但内喷管产生的推力在减小,总的说来,侧喷管倾角最佳倾角却基本相同,都在全长塞式喷管设计角度附近。不论是在地面还是在高空,总的推力随着塞锥长度的增加而增大。截断后的塞式喷管虽然减小了重量,但也会损失性能,主要原因是底部产生的推力很小甚至负推力,应该想办法增加底部的推力,如加入二次流、改变底部形状等。

参考文献:

- [1] 戴梧叶,刘宇,马彬,等.塞式喷管性能的数值模拟与实验验证[J].宇航学报,2001,22(2).
- [2] 郭正,刘君,瞿章华.塞式喷管流场的数值模拟[J].推进技术,2000,21(4).
- [3] 宋明德,张涵信,刘金合.火箭发动机塞式喷管流场的数值模拟[J].推进技术,2000,21(5).
- [4] 李江,郭唐稳,马家欢.气动塞式喷管底部二次流特性

的数值模拟[J].推进技术,2001,22(1).

- [5] Angelino G. Theoretical and experimental investigation of the design and performance of a plug-type nozzle[R]. Rhode-Saint Genese, Belgium: Training Center For Experimental Aerodynamics, Technical Note 12, July 1963.
- [6] 张涵信.无波动无自由参数耗散差分格式[J].空气动力学报,1988,6(2).
- [7] 郑敏,张涵信.无波动、无自由参数的耗散差分格式(NND)在喷流计算中的应用[J].空气动力学报,1989,7(3):273~281.
- [8] 张正科,庄逢甘,朱自强.两种椭圆形方程求源项方法在喷管内流场网格生成中的应用[J].推进技术,1997,18(2).
- [9] Rommel T, Hagemann G, Schley C A, et al. Plug nozzle flow-field analysis[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1997, 13(5):629~634.

(编辑:刘鸣雳)

(上接第26页)

侧滑角 β 增加时,同样使弹身附面层干扰减小,但同时带来绕流损失。试验数据表明,上述两互相抵消的作用没有对损失造成工程性的影响。因此,总压恢复系数在 $\alpha \geq 0$ 时与 β 无关($\beta \leq 10^\circ$)。

3.2 $\alpha < 0$ 状态

当攻角为负值时,弹身附面层对进气的影响加重,在大负攻角时甚至产生涡流进入进气道,因此负攻角 α 对总压损失系数 σ 的影响比零攻角和正攻角情况下的影响明显加强。

在一定的负攻角下,由于侧滑角的存在,使进气条件大为改善。弹身附面层的干扰减弱,其作用超过绕流带来的附加损失,因此在一定的负攻角下, σ 随 β 的增加而增加(试验范围)。这时气流的转弯损失不占主要地位。当同时存在负攻角和侧滑角时,进气道的损失是内流与外流的损失之和。在较大的 β 和较小的负攻角 α 下,内流损失占的分量较大,体现为 φ 的指数 c 值较大。而在较大的负攻角 α 值和较小的 β ,内流损失所占的分量很小, φ 值趋于零值, d 接近2.0。在试验范围内, $\alpha = -10^\circ$, $\beta = 0^\circ$ 时,进气道的总压恢复系数最低。

表2中给出了负攻角情况下半经验公式的均方差值,可见 $\alpha > 0$ 时的均方差较小,而负攻角范围的

均方差较大,其原因是试验数值误差较大所致。均方差是试验误差和回归误差的综合结果,本文无法找到各指数 b, c, d 随 α, β 的相关关系。在利用回归关系时, $\alpha < 0$ 的各 β 值要用公式(7)作二元插值得到。

4 结 论

本文提供的半经验回归公式符合对进气道特性的定性分析,它可以直接用于发动机启动加速和巡航状态的一元性能数值仿真的迭代运算中,并部分地消除了试验误差。本文的数据处理办法适用于类同的S型进气道。

参考文献:

- [1] 董松野.弹用亚、跨音S型进气道研究的一些进展[J].推进技术,1988,9(3).
- [2] 张宝生,董松野.弹用高亚音S型进气道设计和试验研究[J].推进技术,1994,15(5).
- [3] 胜振邦.HfWM2-6B进气道模型补充实验报告[R].北京空气动力研究所,1990.
- [4] 韩於羹.应用数理统计[M].北京:北京航空航天大学出版社,1993.
- [5] 颜庆津.数值分析[M].北京:北京航空航天大学出版社,1991.

(编辑:王居信)